

MOTORI PER AEROMOBILI

Cap.3 CICLI DI TURBINA A GAS PER LA PROPULSIONE AERONAUTICA (Aircraft propulsion cycles)

- I cicli di turbina a gas impiegati nella propulsione aeronautica, si differenziano dai cicli di potenza essenzialmente per il fatto che la potenza utile in uscita è sotto forma di **spinta**:
 - nei turbogetti e nei turbofan l'intera spinta è realizzata negli ugelli propulsivi;
 - nei turboelica la maggior parte della spinta è prodotta da un'elica, con solo un piccolo contributo da parte dell'ugello di scarico.
- Una seconda caratteristica di distinzione è la necessità di considerare l'effetto della velocità di volo e della quota sulle prestazioni.

Sono state le influenze positive di questi parametri, unitamente al più favorevole rapporto **potenza/peso**, che hanno permesso alla turbina a gas di soppiantare così rapidamente il motore a pistoni nella propulsione aerea, ad eccezione dell'impiego nell'aviazione leggera.

- Il progetto di un propulsore aeronautico e la scelta delle condizioni di progetto sono molto più complicate rispetto al caso degli impianti fissi. Il progettista aeronautico deve considerare le differenti condizioni che si presentano al decollo, in salita, crociera e durante le manovre, considerando anche la relativa importanza nel caso di applicazioni civili o militari ed anche per impieghi su aeromobili a lungo o corto raggio.

3.1 Prestazioni

Come si ricorderà (ved. Propulsori Aerospaziali), la spinta (non installata) di un esoreattore può essere espressa come:

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_e - \dot{m}_a V_0 + (p_e - p_0)A_e$$

$(\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_e$ **SPINTA DEL GETTO** (Jet Thrust)
(\propto alla portata scaricata dall'ugello ed alla velocità di efflusso)

$\dot{m}_a V_0$ **RAM DRAG**
(\propto alla portata del motore ed alla velocità di volo)

$(p_e - p_0)A_e$ **SPINTA DI PRESSIONE** (Pressure Thrust)
(\propto alla sezione di efflusso ed alla differenza tra pressione di efflusso e pressione ambiente)

Per i turbogetti, essendo:

$$\dot{m}_f \ll \dot{m}_a \Rightarrow (\dot{m}_a + \dot{m}_f) \approx \dot{m}_a$$

si può scrivere:

$$F = \dot{m}_a (u_e - V_0) + (p_e - p_a) A_e$$

che, nel caso di ugello adattato diviene:

$$F = \dot{m}_a (u_e - V_0)$$

Si ricorda che, nel caso di ugello **non adattato**, può far comodo introdurre una **velocità di efflusso equivalente** u_{eq} che comprenda il termine di pressione:

$$u_{eq} = u_e + \frac{(p_e - p_a)}{\rho_e u_e}$$

Si ricorderà sempre che, nel caso di **"punto fisso"**, le espressioni precedenti divengono rispettivamente:

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e + (p_e - p_a) A_e$$

$$F = \dot{m}_a u_e + (p_e - p_a) A_e$$

$$F = \dot{m}_a u_e$$

Introducendo il termine

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

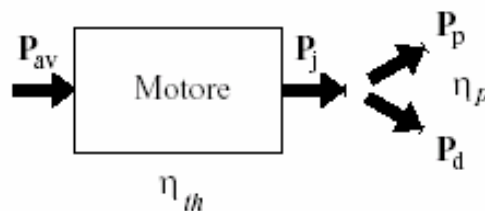
si ricorderà che la spinta può essere scritta come:

$$F = \dot{m}_a \left[(1 + f) u_e - V_0 \right] + (p_e - p_a) A_e$$

Per le considerazioni che seguono, ci porremo nelle condizioni di **ugello adattato** e supporremo di trascurare, in termini di portata, l'apporto del combustibile, facendo quindi riferimento all'espressione:

$$F = \dot{m}_a (u_e - V_0) \quad (\text{esoreattore})$$

- Da questa equazione è chiaro che la spinta può essere ottenuta in due modi:
 - scaricando ad alta velocità una piccola portata di fluido propulsivo;
 - scaricando a bassa velocità una grande portata di fluido propulsivo
- Per conoscere qualitativamente qual'è il modo più efficiente per ottenere una spinta, si può fare ricorso al **rendimento propulsivo** η_p , che può essere definito nel seguente modo:



“Rapporto tra la potenza di spinta (o potenza propulsiva) P_p e la potenza sviluppata dal propulsore (o potenza del getto) P_j ”

Potenza di spinta:

$$P_p = FV_0 = \dot{m}_a (u_e - V_0) V_0 \quad (\text{esoreattore})$$

Potenza sviluppata dal propulsore:

$$P_j = P_p + P_d = FV_0 + \frac{1}{2} \dot{m}_a (u_e - V_0)^2 = \frac{1}{2} \dot{m}_a (u_e^2 - V_0^2) \quad (\text{esoreattore})$$

in cui P_d rappresenta la potenza dissipata per energia cinetica residua del getto (si trascura invece la perdita dovuta all'entalpia residua del getto di scarico) e P_j rappresenta l'aumento di energia cinetica che il fluido propulsivo subisce attraversando il propulsore.

Si ottiene:

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_j} = \frac{\dot{m}_a (u_e - V_0) V_0}{\frac{1}{2} \dot{m}_a (u_e^2 - V_0^2)} = \frac{2V_0}{u_e + V_0} = \frac{2V_0/u_e}{1 + V_0/u_e} = \frac{2\nu}{1 + \nu} \quad (\text{esoreattore})$$

- Dall'esame dell'equazione della spinta e del rendimento propulsivo, è evidente che:
 - a) F è massima quando $V_0 = 0$, cioè a punto fisso, ma in questo caso $\eta_p = 0$;
 - b) η_p è massimo quando $\nu = 1$, cioè quando $u_e = V_0$, ma in questo caso $F = 0$.
- Possiamo quindi concludere che sebbene u_e debba essere maggiore di V_0 , la differenza non deve essere troppo grande.
- Questa è la ragione fondamentale per cui la scelta di un propulsore può essere fatta solo quando si conoscono le specifiche del velivolo: essa infatti dipenderà non solo ad esempio dalla velocità di crociera, ma anche da fattori quali l'autonomia e la massima velocità di salita.
- Poiché la spinta F ed il consumo specifico $TSFC$ dipendono sia dalla velocità di volo V_0 sia dalla quota z (densità dell'aria), quest'ultima è un ulteriore parametro importante.
- La Fig. 3.1 mostra i regimi di volo più appropriati per le principali categorie di propulsori impiegati in ambito civile.

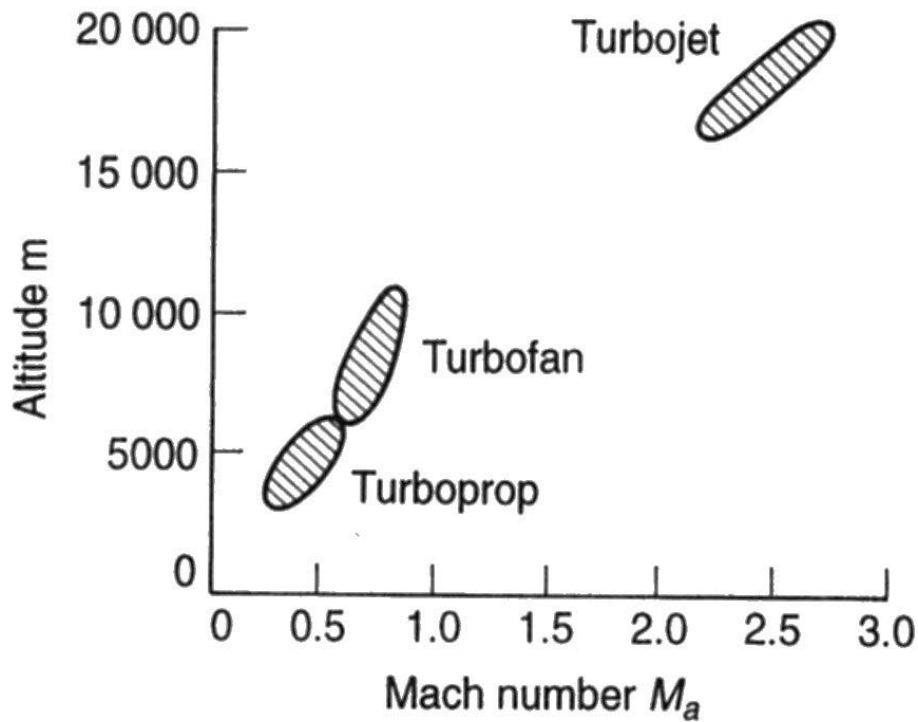


Fig. 3.1

- Il rendimento propulsivo η_p fornisce una stima dell'efficacia con cui il propulsore realizza la spinta, trasformando parte della potenza del getto P_j in potenza propulsiva P_p e non rappresenta l'efficienza con cui il propulsore converte la potenza disponibile in ingresso P_{av} in potenza del fluido propulsivo P_j , che viene indicata come rendimento termodinamico η_{th}
- Ricordando che per un esoreattore (ed un propulsore ad elica) si può esprimere la potenza resa disponibile dal combustibile P_{av} come:

$$P_{av} = \dot{m}_f \left(Q_f + \frac{V_0^2}{2} \right) \approx \dot{m}_f Q_f$$

(dove \dot{m}_f = portata di combustibile e Q_f = potere calorifico inferiore del combustibile)

per il rendimento termodinamico η_{th} si ha:

$$\eta_{th} = \frac{P_j}{P_{av}} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_a (u_e^2 - V_0^2)}{\dot{m}_f Q_f} \quad (\text{esoreattore})$$

- Il rendimento globale η_o (*overall efficiency*) è il rapporto tra la potenza propulsiva P_p e la potenza disponibile nel combustibile P_{av} :

$$\eta_o = \frac{P_p}{P_{av}} = \frac{P_j}{P_{av}} \frac{P_p}{P_j} = \eta_{th} \eta_p = \frac{FV_0}{\dot{m}_f Q_f} = \frac{\dot{m}_a (u_e - V_0) V_0}{\dot{m}_f Q_f} \quad (\text{esoreattore})$$

- Queste semplici analisi mostrano come l'efficienza di un propulsore aeronautico sia strettamente connessa con la velocità di volo.

- Per effettuare un confronto significativo tra propulsori diversi, è opportuno riferirsi a due condizioni operative:

- 1) al suolo (cioè in condizioni statiche) ed alla massima potenza (cioè alla massima temperatura di ingresso in turbina), che equivale alle condizioni di decollo;
- 2) in condizioni di crociera, cioè alla quota ed alla velocità ottime per quel dato aeromobile.

- Il generico concetto di efficienza è sostituito più convenientemente da parametri specifici, quali **il consumo specifico TSFC** (riferito alla spinta) $\left[\frac{kg/h}{N} \right]$ e la **spinta specifica I_a** $[m/s]$.

- **Consumo specifico:**

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F}$$

e ricordando il rendimento globale

$$\eta_o = \frac{FV_0}{\dot{m}_f Q_f}$$

si ottiene

$$TSFC = \frac{V_0}{\eta_o Q_f}$$

da cui si vede come, a parità di Q_f , il consumo specifico sia proporzionale a V_0/η_o anziché a $1/\eta_o$ come per gli impianti di potenza (ved.es. di calcolo Cap.2).

- **Spinta specifica:**

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} = u_e - V_0$$

Ricavando u_e da questa relazione e sostituendolo nell'espressione del rendimento propulsivo, si ha:

$$\eta_p = \frac{2V_0}{u_e + V_0} = \frac{2V_0}{I_a + 2V_0} = \frac{1}{1 + \frac{I_a}{2V_0}}$$

da cui si nota come per una data velocità di volo, il rendimento propulsivo η_p aumenti al diminuire della spinta specifica I_a .

La diminuzione di I_a a parità di spinta, comporta l'aumento della portata \dot{m}_a e quindi delle dimensioni del propulsore, che a loro volta influenzano il peso e la sezione frontale e di conseguenza la resistenza.

- **Spinta al decollo**

Dalle espressioni:

$$F = \dot{m}_a u_e$$

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_a u_e^2}{\dot{m}_f Q_f} = \frac{F u_e}{2 \dot{m}_f Q_f}$$

si ottiene:

$$F = \frac{2 \eta_{th} \dot{m}_f Q_f}{u_e} = \frac{2 P_j}{u_e}$$

da cui si nota come, a parità di potenza sviluppata dal propulsore, la spinta al decollo sia inversamente proporzionale alla velocità di scarico, il che significa che è più conveniente aumentare la spinta al decollo accelerando una grande massa di fluido propulsivo ad una bassa velocità di scarico.

Differenze tra turbine a gas per produzione di potenza e per impieghi aeronautici

Fondamentalmente la differenza risiede nella presenza, nell'applicazione aeronautica, dei componenti "presa dinamica" e "ugello" e nell'influenza che hanno sulle prestazioni i parametri "quota" e "velocità di volo".

Inoltre, nell'applicazione aeronautica, la turbina produce essenzialmente il lavoro per azionare il compressore e gli organi ausiliari, mentre la restante parte dell'espansione viene effettuata nell'ugello propulsivo.

Prima di rivedere il calcolo delle prestazioni dei propulsori aeronautici, è opportuno richiamare brevemente il comportamento di questi due importanti componenti, *presa dinamica* e *ugello*.

- **Presa dinamica**

A causa dell'importanza della velocità di volo, la presa dinamica deve essere considerata come un componente separato e non come facente parte del compressore, come avviene per gli impianti di potenza.

Il primo requisito della presa dinamica è quello di ridurre al minimo le perdite di pressione totale all'ingresso del compressore e di assicurare che il flusso all'ingresso del compressore sia il più possibile uniforme (in termini di pressione e velocità) in tutte le condizioni di volo.

Un flusso distorto o non uniforme può causare un cattivo funzionamento del compressore che può portare sia a spegnimento del motore sia a danni meccanici dovuti a vibrazioni delle palette del compressore indotte da effetti aerodinamici non stazionari.

A causa delle numerose possibilità di installazione dei motori sui velivoli e della grande varietà di condizioni operative, il progetto di una presa dinamica comporta un compromesso tra requisiti di carattere aerodinamico e strutturale.

Per tenere conto del comportamento della presa dinamica nel calcolo del ciclo termodinamico, è consuetudine considerarla come un condotto semplicemente adiabatico, cioè senza scambio di calore e di lavoro.

Questo comporta che la temperatura di ristagno è costante, anche se ci sarà una perdita di pressione di ristagno dovuta all'attrito e, nel caso di flusso supersonico, dovuta alla presenza di onde d'urto.

- In condizioni statiche o di decollo, comunque a bassa velocità, la presa dinamica può comportarsi come un ugello, accelerando l'aria fino all'ingresso del compressore.

Aumentando la velocità, la presa dinamica inizia a comportarsi da diffusore, rallentando l'aria al suo interno da u_1 a u_2 ed aumentando la pressione statica da p_1 a p_2 .

In queste condizioni, all'esterno può verificarsi una situazione come quella illustrata in Fig. 3.2, in cui l'aria accelera esternamente alla presa dinamica da u_a a u_1 , rendendo così più gravoso il recupero di pressione statica che la presa dinamica deve effettuare.

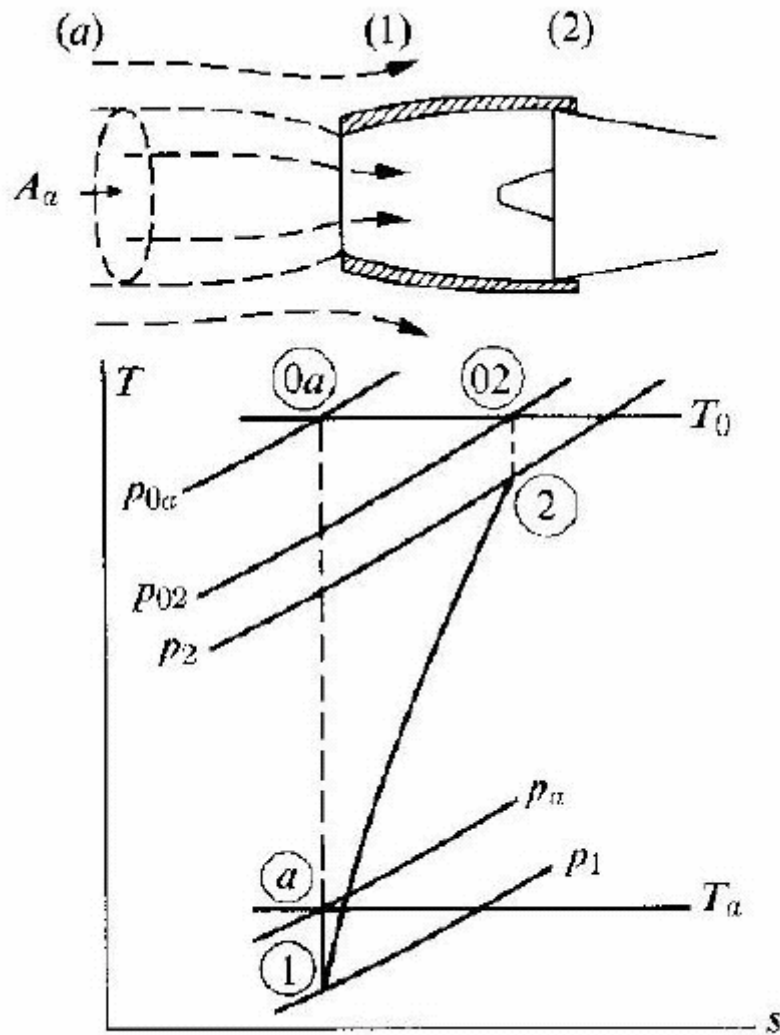


Fig. 3.2

In condizioni di crociera subsonica invece, quello che avviene più frequentemente è la situazione illustrata in Fig. 3.3, nella quale si vede come il rallentamento dell'aria

avvenga già esternamente alla presa dinamica (tubo di flusso divergente), agevolandone così il raggiungimento della pressione p_2 e della velocità u_2 .

Nelle cosiddette *condizioni di progetto* si suppone che la sezione di cattura A_a coincida con la sezione di ingresso A_1 (tubo di flusso a sezione costante) e che perciò le condizioni indisturbate a monte coincidano con le condizioni di ingresso: $a \equiv 1$ e $0a \equiv 01$.

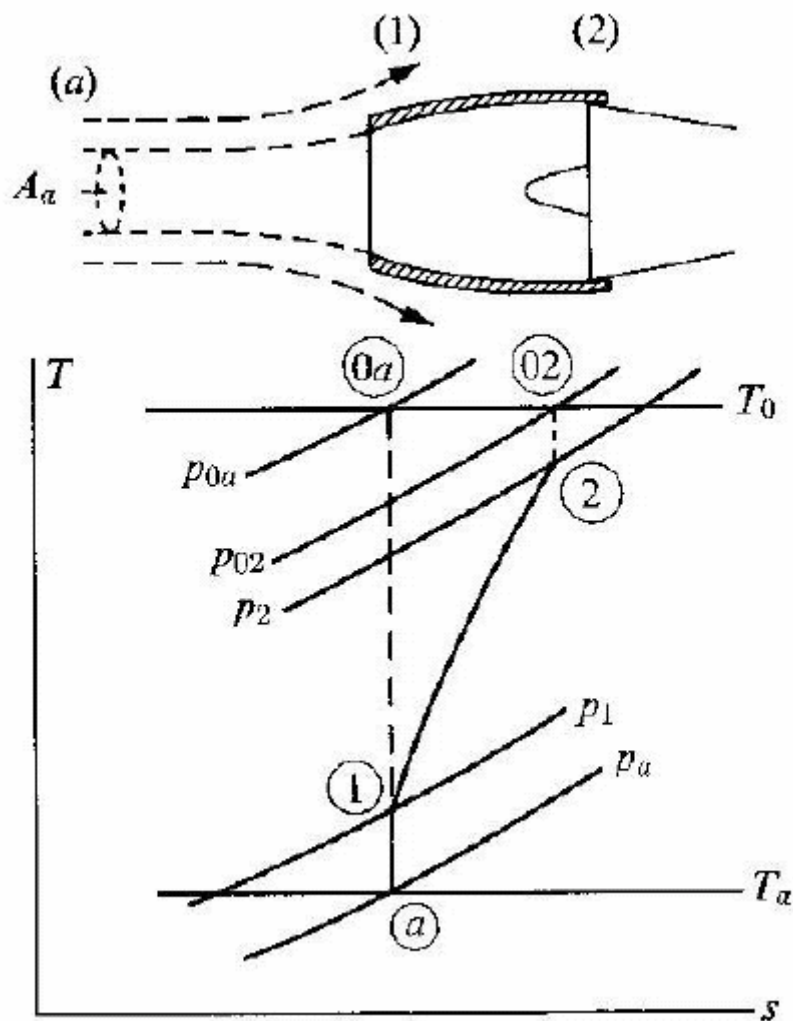


Fig. 3.3

Poiché per il calcolo del ciclo termodinamico è importante la pressione di ristagno p_{02} all'ingresso del compressore, è l'aumento di pressione $(p_{02} - p_a)$ che è di interesse e che viene chiamato **ram pressure rise**.

- In campo supersonico, esso terrà conto dell'aumento di pressione attraverso una o più onde d'urto all'ingresso, seguito dall'aumento di pressione dovuto alla diffusione subsonica nel resto del condotto divergente.

L'efficienza della presa dinamica può essere espressa in molti modi, ma i due parametri più comunemente usati **nel caso subsonico** sono il *rendimento isentropico* η_i e la *ram efficiency* η_r .

Riferendosi alla Fig. 3.3, si ha:

- **rendimento isentropico** η_i

$$\eta_i = \frac{T'_{02} - T_a}{T_{02} - T_a}$$

dove

$$T_{02} = T_{01} = T_{0a} = T_a + \frac{u_a^2}{2C_p}$$

e

$$T'_{02} = T_a \left(\frac{p_{02}}{p_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Inoltre

$$T'_{02} = T_a + \eta_i (T_{02} - T_a) = T_a + \eta_i \frac{u_a^2}{2C_p}$$

$$\frac{T'_{02}}{T_a} = 1 + \eta_i \frac{u_a^2}{2C_p T_a} = 1 + \eta_i \frac{\gamma-1}{2} M_a^2$$

$$\frac{p_{02}}{p_a} = \left[1 + \eta_i \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{T_{02}}{T_a} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right]$$

- **ram efficiency** η_r

$$\eta_r = \frac{p_{02} - p_a}{p_{0a} - p_a}$$

Questo parametro è molto simile al precedente e per entrambi nei calcoli può essere assunto un valore di $0.93 \div 0.95$ almeno fino a valori del numero di Mach di circa 0.8.

- **Nel caso supersonico** invece, viene più frequentemente usato come parametro per definire le prestazioni della presa dinamica, il

- **pressure recovery factor** ε_d (anche *Inlet Total Pressure Ratio*)

$$\varepsilon_d = \frac{p_{02}}{p_{0a}}$$

Conoscendo ε_d , il rapporto p_{02}/p_a può essere calcolato da:

$$\frac{p_{02}}{p_a} = \frac{p_{02}}{p_{0a}} \times \frac{p_{0a}}{p_a} = \varepsilon_d \times \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Per $1 < M_a < 5$ si può usare la relazione:

$$\left(\frac{p_{02}}{p_{0a}} \right)_{shock} = 1 - 0.075(M_a - 1)^{1.35}$$

Per ottenere il pressure recovery factor dell'intera presa dinamica supersonica (*overall pressure recovery factor*), il termine $(p_{02}/p_{0a})_{shock}$ va moltiplicato per il pressure recovery factor della parte subsonica.

- **Ugello propulsivo**

Come noto è il componente in cui il fluido di lavoro viene fatto espandere per avere un getto ad alta velocità.

I turbogetti semplici hanno un singolo ugello posto a valle della turbina.

I turbofan possono avere due ugelli separati per il flusso caldo e freddo, oppure un unico ugello posto a valle di un miscelatore.

Tra l'uscita della turbina e l'ingresso dell'ugello, vi è un condotto di raccordo (*jet pipe*) la cui lunghezza dipende anche dalla posizione in cui è montato il motore sul velivolo.

Lungo il jet pipe solitamente la sezione di passaggio viene aumentata per rallentare il flusso e diminuire le perdite per attrito.

Nei motori dotati della possibilità di aumentare temporaneamente la spinta, viene incorporato nel jet pipe un post-bruciatore (*afterburner*)

Si noti che la postcombustione aeronautica è simile al reheating impiegato nelle turbine a gas di potenza, ma non è equivalente: infatti il reheating viene solitamente effettuato tra le turbine ed è sempre in funzione, mentre la postcombustione viene effettuata a valle della turbina ed è di breve durata.

Un importante problema che si pone nel caso della postcombustione è se può essere adottato un ugello semplicemente convergente o se sia necessario ricorrere al convergente-divergente.

Come si vedrà da alcuni semplici esempi, nella maggior parte dei casi un propulsore aeronautico opera in quota ad un rapporto di pressione nell'ugello maggiore del rapporto critico, cioè in condizioni di choking:

$$\frac{p_{07}}{p_a} > \frac{p_{07}}{p^*} \quad \text{cioè} \quad (p_a < p^*)$$

In queste condizioni sarebbe necessario un convergente-divergente per espandere fino alla pressione ambiente e scaricare i gas a velocità supersonica ed ottenere un beneficio superiore a quello fornito dal termine di spinta di pressione $A_e(p_9 - p_a)$.

E' stato provato sperimentalmente che per $\frac{p_{07}}{p_a} \leq 3$ la spinta prodotta da un convergente è paragonabile a quella ottenuta con un convergente-divergente in condizioni di progetto.

(Si ricordi che una stima del rapporto di pressione critico, con $\gamma = 1.4$, è data da:

$$\frac{p_{07}}{p^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 1.893, \text{ mentre per } \gamma = 1.333 \text{ vale } 1.853).$$

Le ragioni di questo risultato sono principalmente dovute a perdite per attrito che non consentono di raggiungere la massima velocità teorica di scarico, nell'aumento di peso, lunghezza e diametro del motore che portano a maggiori difficoltà di installazione e ad un aumento di peso del velivolo.

Per valori del rapporto di pressione $\frac{p_{07}}{p_a}$ minori del valore di progetto, il convergente-divergente è sicuramente meno efficiente a causa delle perdite per formazione di onde d'urto nel divergente.

Un ulteriore vantaggio del convergente è la relativa facilità con cui possono essere adottate le seguenti caratteristiche:

- a) *sezione di scarico variabile* (variable area), indispensabile nel caso di post-combustione (Fig. 3.4a);
- b) *inversori di spinta* (thrust reverser), per ridurre la corsa di atterraggio (Fig. 3.4b);
- c) *riduzione del rumore del getto* (jet noise suppression), la cui intensità dipende dalla velocità (e dalla temperatura) dello scarico (Fig. 3.4b). Per questa ragione il jet noise di un turbofan è inferiore a quello di un turbogetto semplice.

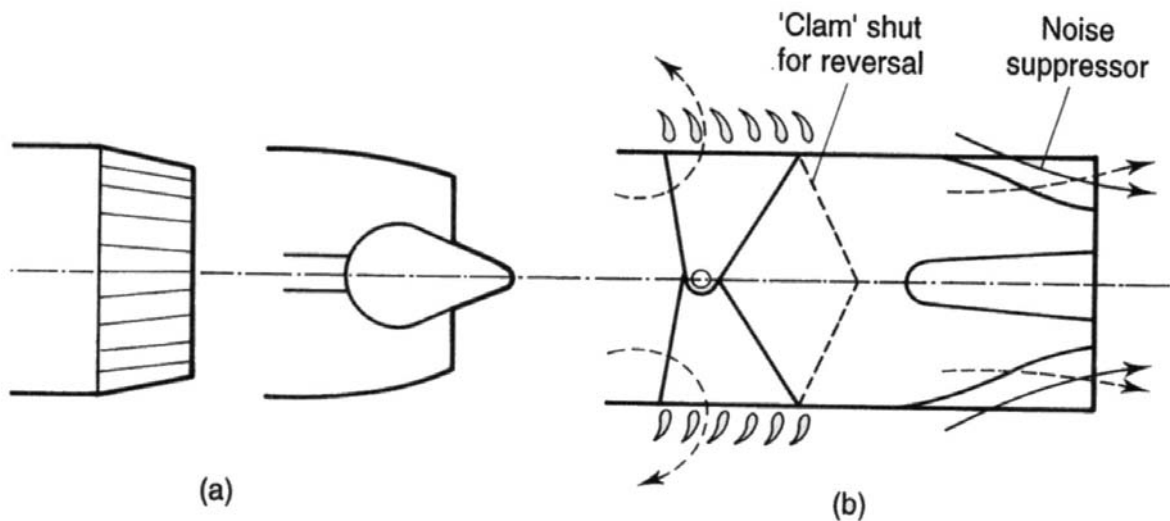


Fig. 3.4

Il convergente-divergente è comunque indispensabile ad alte velocità supersoniche:

per numeri di Mach tra 2 e 3, il valore di $\frac{p_{07}}{p_a}$ supera di molto il valore critico e può raggiungere valori di $10 \div 20$.

In questi casi diventa essenziale poter variare le sezioni di gola e di scarico per ridurre le perdite per onde d'urto nel divergente, nel maggior numero possibile di condizioni operative.

Le principali limitazioni nella progettazione di un convergente-divergente sono dovute:

- a) il diametro di uscita non deve superare le dimensioni trasversali del motore;
- b) anche a costo di penalizzare il peso, l'angolo di divergenza non deve superare all'incirca i 30° per non aumentare troppo le perdite dovute alla non-assialità del getto.

L'ugello più largamente impiegato nella propulsione aeronautica è sicuramente quello semplicemente convergente ed il parametro più comunemente usato per caratterizzarne l'efficienza è il *rendimento isentropico* η_i :

$$\eta_i = \frac{T_{07} - T_9}{T_{07} - T_{9'}}$$

Fissate le condizioni a monte (p_{07}, T_{07}) , per l'ugello convergente si possono avere sostanzialmente le seguenti situazioni:

1. rapporto di pressione nell'ugello *minore* del rapporto critico

$$\left(\frac{p_{07}}{p_a} \leq \frac{p_{07}}{p^*} \right)$$

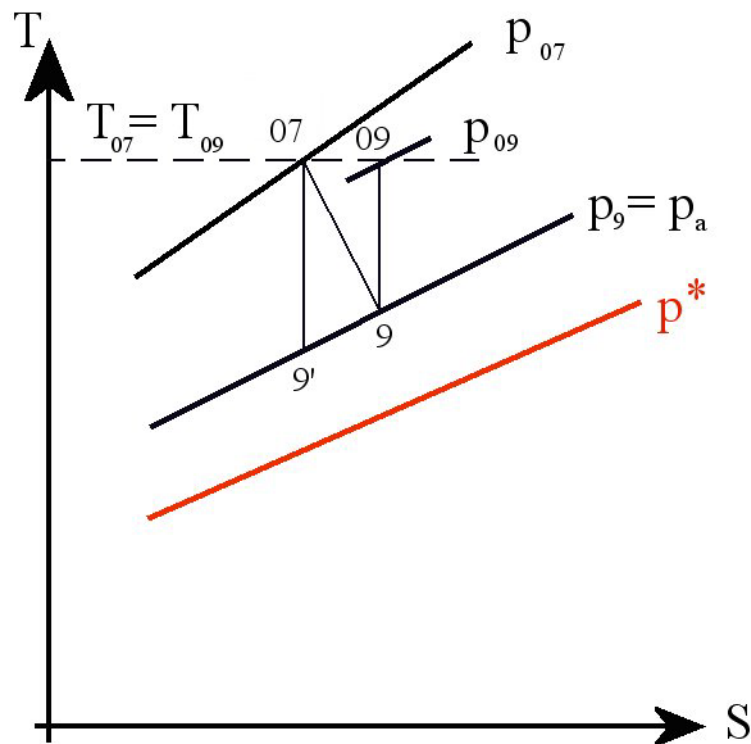


Fig. 3.5

In questo caso l'ugello è sempre adattato ($p_9 = p_a$) e la temperatura di scarico T_9 vale:

$$T_9 = T_{07} - \eta_i (T_{07} - T_{9'}) = T_{07} \left\{ 1 - \eta_i \left[1 - \left(\frac{1}{p_{07}/p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}$$

La spinta di pressione è nulla ($p_9 = p_a$) e la velocità di efflusso è data dalla relazione:

$$u_9 = \sqrt{2C_p(T_{07} - T_9)}$$

2. rapporto di pressione nell'ugello *maggiore* del rapporto critico

$$\left(\frac{p_{07}}{p_a} \geq \frac{p_{07}}{p^*} \right)$$

In questo caso l'ugello è saturato (*choked*) e la temperatura e la velocità di scarico (T_9, u_9)

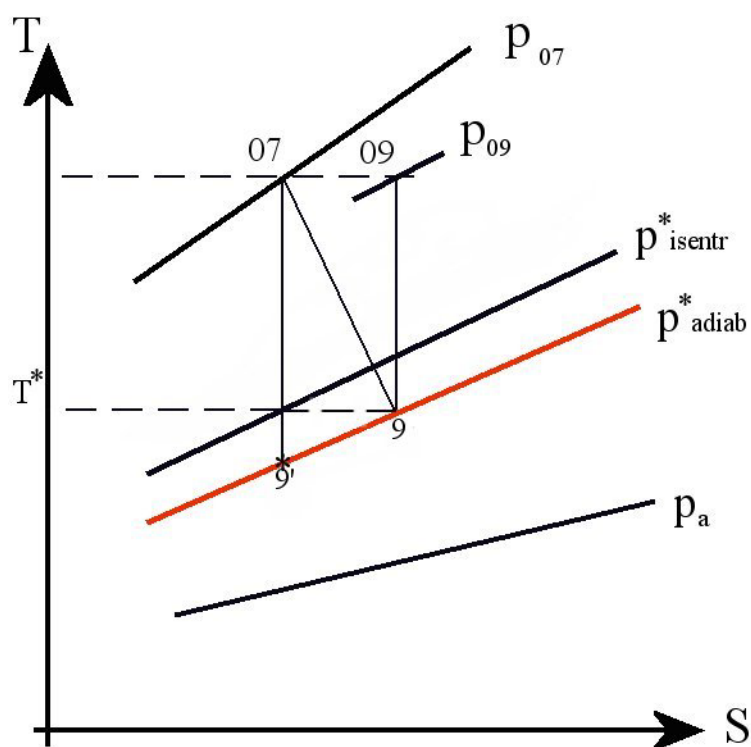


Fig. 3.6

rimangono al valore critico, al diminuire della pressione ambiente, mentre il valore della pressione critica rimane lo stesso solo se il flusso è isentropico.

Il punto è calcolare, nel caso di comportamento **non isentropico**, il valore reale della pressione critica, cioè di quella pressione che consente di raggiungere il choking.

Ciò è necessario per valutare la spinta di pressione $A_9(p_9 - p_a)$.

Dalla relazione valida per un flusso in condizioni critiche:

$$T_9 = T^* = T_{07} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)$$

Dall'espressione del rendimento isentropico dell'ugello:

$$T_{9'} = T_{07} - \frac{1}{\eta_i} (T_{07} - T_9)$$

si ottiene la pressione critica reale cercata:

$$p_9 = p_{9'} = p_{adiab}^* = p_{07} \left(\frac{T_{9'}}{T_{07}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = p_{07} \left[1 - \frac{1}{\eta_i} \left(1 - \frac{T_9}{T_{07}} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = p_{07} \left[1 - \frac{1}{\eta_i} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Quindi, nel caso **non isentropico**, per raggiungere il Mach unitario allo scarico è necessario un salto di pressione maggiore rispetto al caso ideale, nel quale come noto si ha:

$$p_{isen}^* = p_{07} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

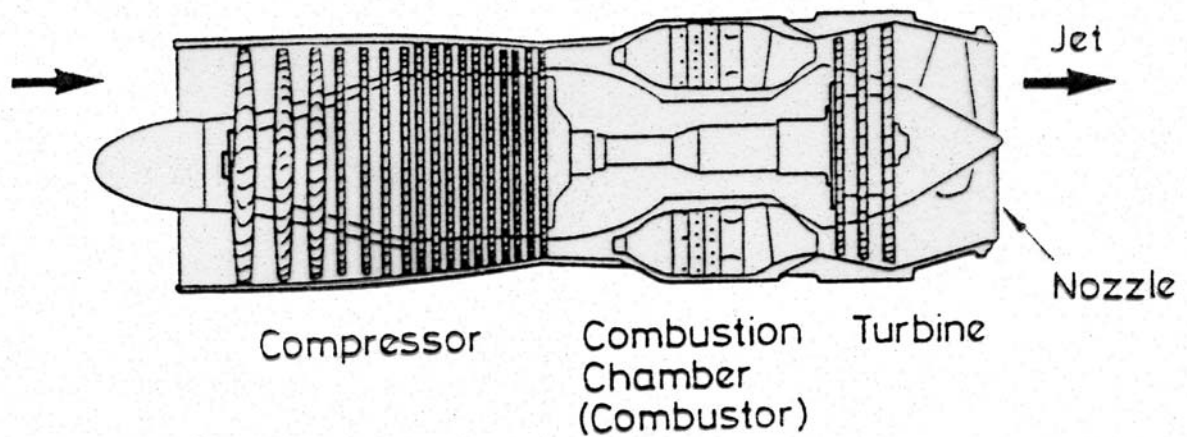
Per calcolare la spinta di pressione, rimane da calcolare la sezione di efflusso A_9 :

$$\frac{A_9}{\dot{m}_a} = \frac{p_9 - p_a}{\rho_9 u_9}$$

dove:

$$\rho_9 = \frac{p_9}{RT_9} \quad \text{e} \quad u_9 = \sqrt{2C_p(T_{07} - T_9)} = \sqrt{\gamma RT_9}$$

Ottimizzazione termodinamica del ciclo di turbogetto



A single-shaft turbojet engine (no bypass)

I parametri termodinamici base a disposizione per un'analisi dei punti di progetto sono:

- il rapporto di compressione β_c
- la temperatura di ingresso in turbina T_{04}

E' pratica comune effettuare una serie di calcoli nel punto di progetto, al variare di β_c e di T_{04} , riportando l'andamento del consumo specifico TSFC in funzione della spinta specifica I_a , per fissate condizioni di volo (quota z e numero di Mach M_0).

In Fig. 3.7 è riportato un andamento tipico, ottenuto in condizioni subsoniche ed a quota costante.

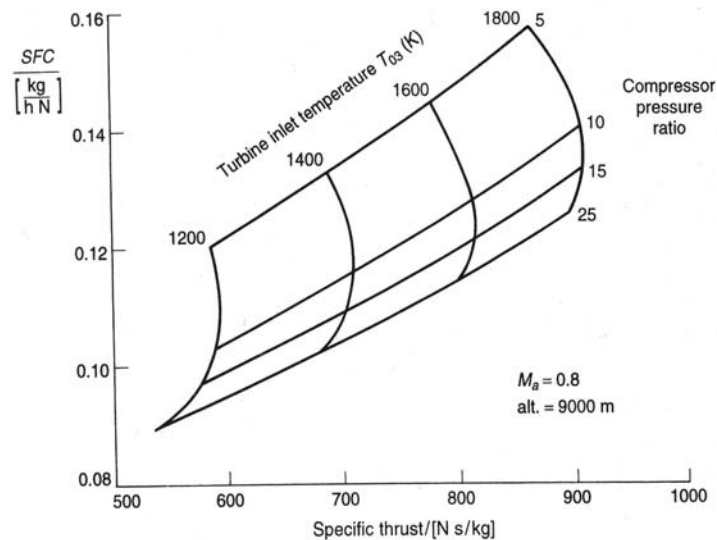


Fig. 3.7

Dall'esame di questo grafico, si possono dedurre i seguenti effetti:

- **Effetto di T_{04}**
 - la spinta specifica cresce molto all'aumentare della temperatura, indipendentemente dal valore del rapporto di compressione: si ricorda che un alto I_a a parità di spinta, comporta un motore di piccole dimensioni.
 - il consumo specifico cresce in misura minore all'aumentare della temperatura.

- **Effetto di β_c**
 - il consumo specifico diminuisce sempre all'aumentare del rapporto di compressione.
 - un aumento del rapporto di compressione, a temperatura costante, porta prima un aumento della spinta specifica e poi una diminuzione, rispecchiando l'andamento del rendimento termodinamico.
 - il rapporto di compressione che massimizza la spinta specifica, aumenta all'aumentare della temperatura.

Ripetendo questi calcoli in altre condizioni di volo, si può mettere in evidenza l'influenza della velocità di volo e della quota.

A titolo di esempio, nella Fig. 3.8 si nota:

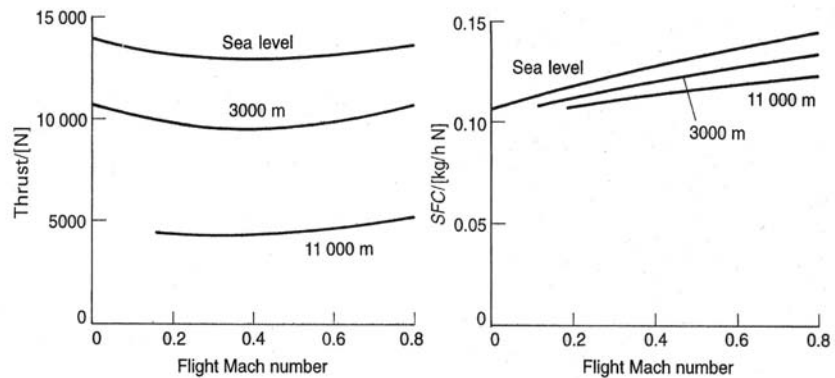


Fig. 3.8

- la spinta ed il consumo specifico diminuiscono all'aumentare della quota (diminuisce la portata d'aria) a velocità costante.
- la spinta a qualunque quota, all'aumentare della velocità prima diminuisce (aumenta la *ram drag*) e poi aumenta (effetto del *ram pressure ratio*).
- il consumo specifico aumenta all'aumentare della velocità, in misura minore all'aumentare della quota.

L'ottimizzazione termodinamica accennata, è comunque strettamente connessa con i problemi meccanici e tecnologici e la scelta dei vari parametri del ciclo dipende grandemente dal tipo di velivolo.

Si ricorda semplicemente che elevate temperature di ingresso in turbina impongono l'uso di leghe molto costose e l'adozione di tecniche di raffreddamento complesse, se non si vuole essere penalizzati dal punto di vista della durata del motore.

I vantaggi termodinamici che derivano dall'adozione di rapporti di compressione elevati, comportano turbomacchine con un maggiore numero di stadi e configurazioni multi-albero, con aumento di peso, complessità e costi.

A titolo di esempio si riporta in Fig. 3.9 una correlazione tra prestazioni e scelte progettuali.

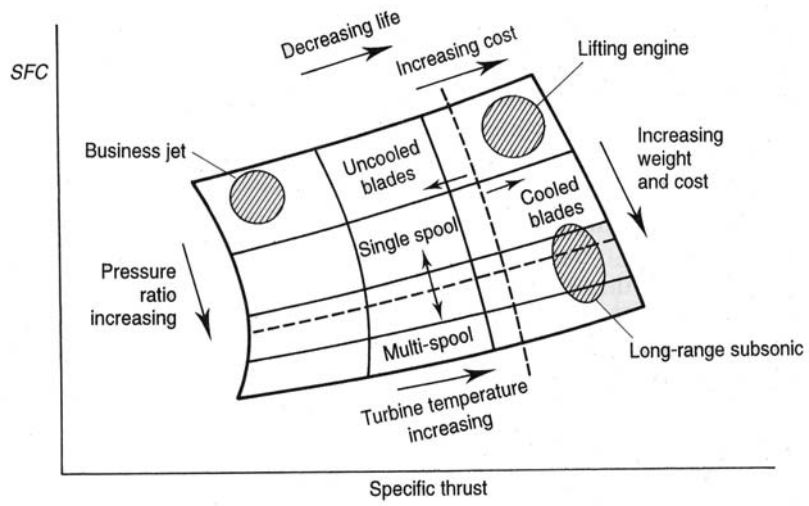


Fig. 3.9

Ottimizzazione termodinamica del ciclo di turbofan

Il turbofan è stato sviluppato originariamente per migliorare il rendimento propulsivo ed il consumo specifico del turbogetto, particolarmente in condizioni di alta velocità subsonica.

Sono state realizzate varie configurazioni di turbofan e nelle figure che seguono ne vengono mostrate alcune.

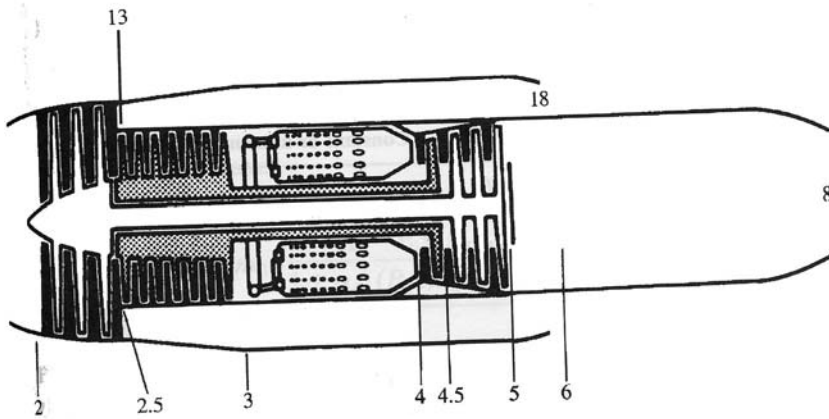


Fig. 3.10 Turbofan a flussi separati

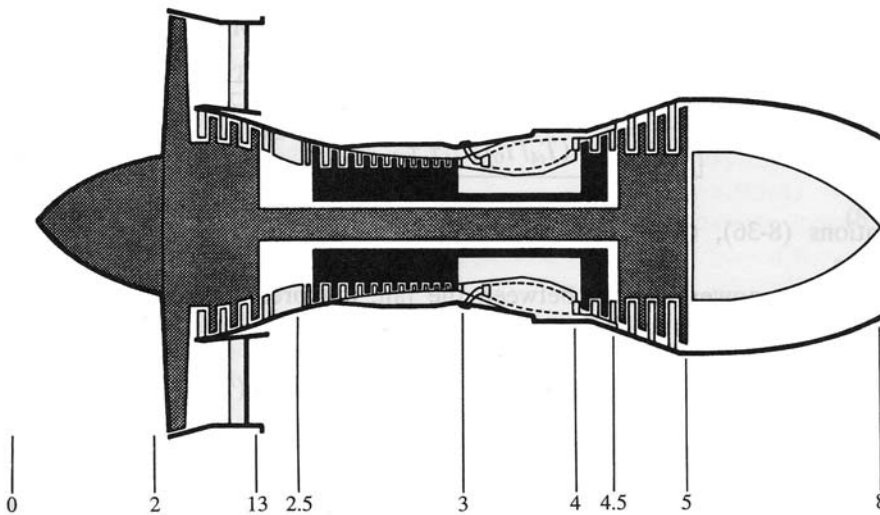


Fig. 3.11 Turbofan a flussi separati con LPC sull'albero del fan

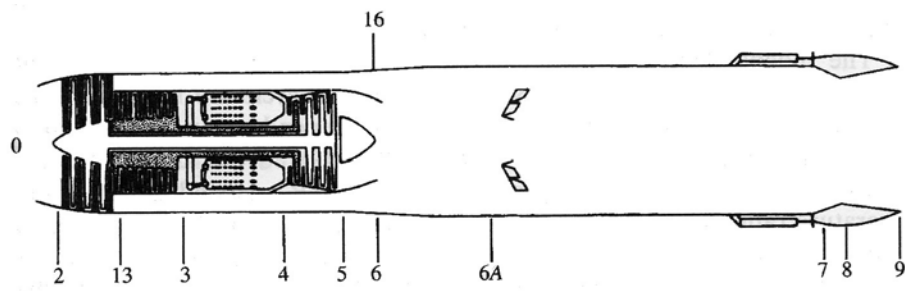


Fig 3.12 Turbofan a flussi miscelati con PC

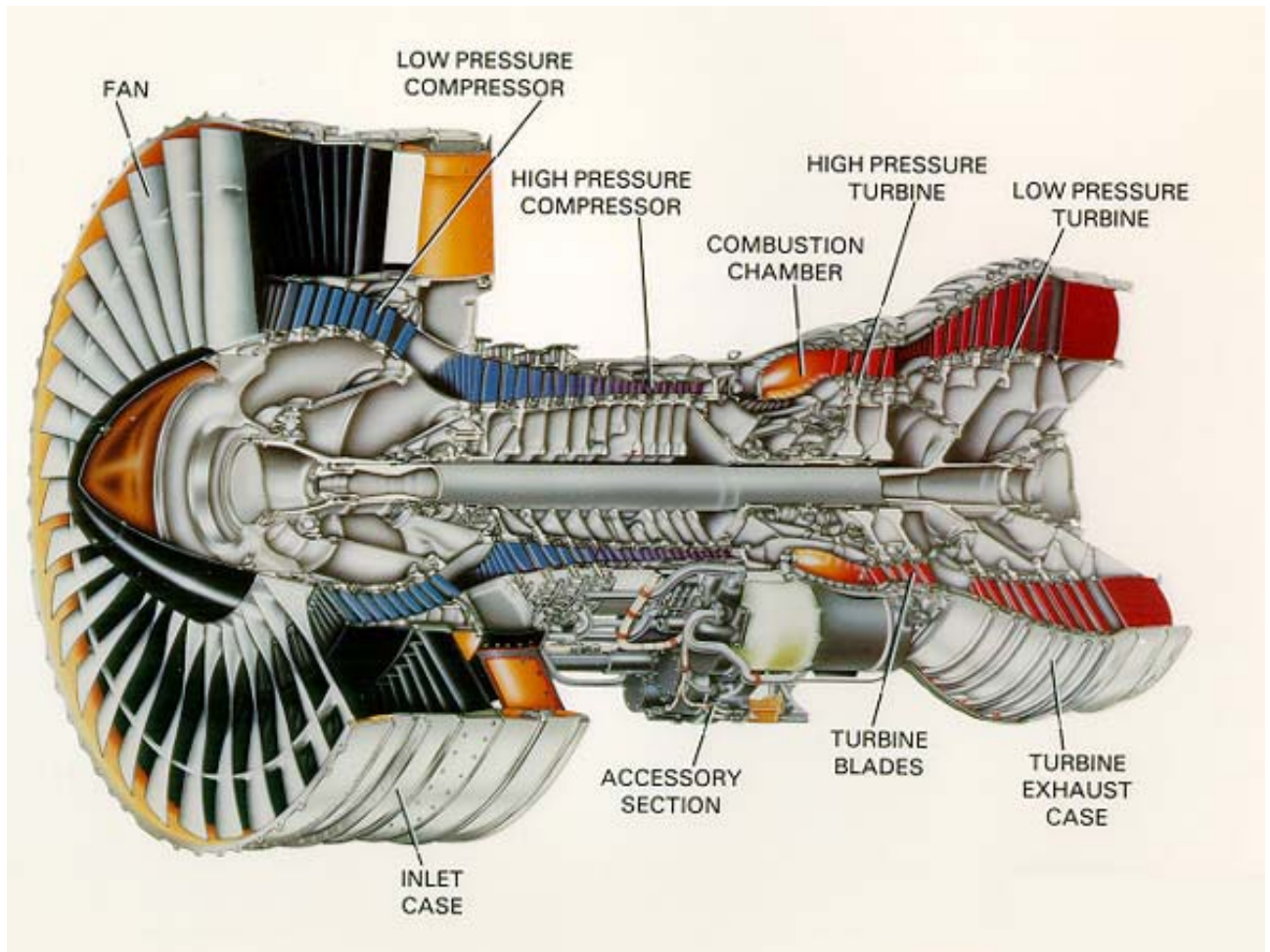


Fig. 3.13

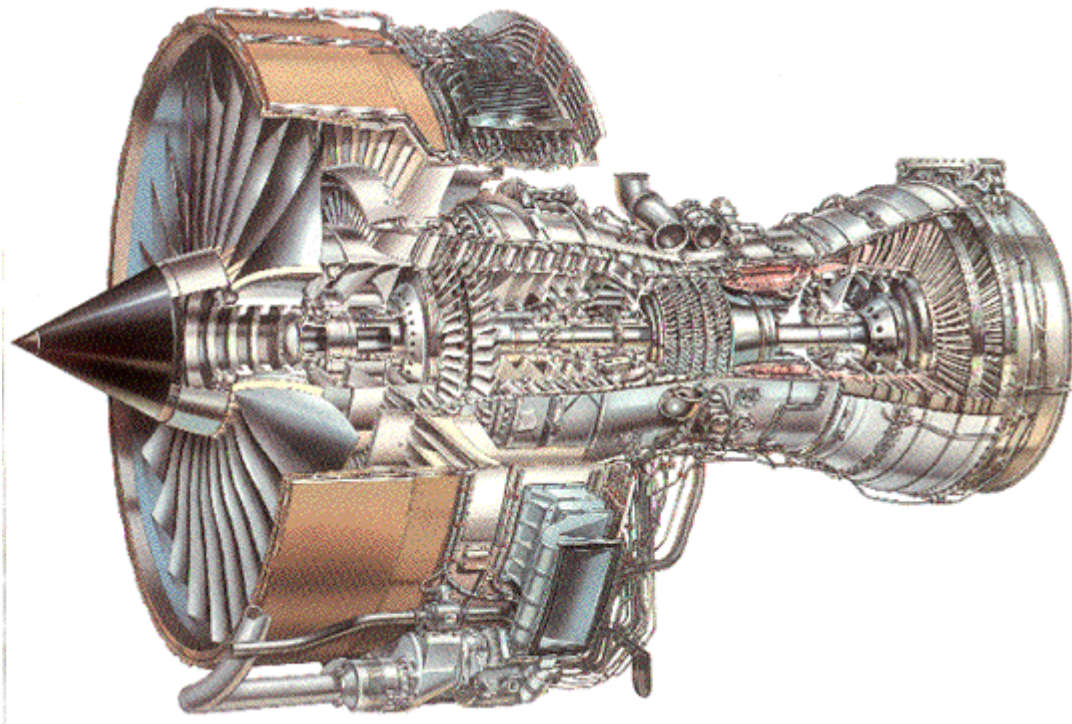


Fig. 3.14

Per quanto riguarda l'ottimizzazione termodinamica, in questo caso i parametri a disposizione sono quattro: oltre al rapporto di compressione totale β_c (*overall pressure ratio*) ed alla temperatura di ingresso in turbina T_{04} , vi sono il rapporto di compressione del fan β_f (*fan pressure ratio*) ed il rapporto di bypass BPR (*bypass ratio*).

L'ottimizzazione è piuttosto complessa, ma i principi base sono facilmente comprensibili.

Fissando il rapporto di compressione ed il rapporto di bypass (oltre naturalmente alla quota ed al numero di Mach), si può vedere il comportamento della spinta specifica I_a e del consumo specifico TSFC, al variare del rapporto di compressione del fan ed avendo come parametro T_{04} .

Un esempio è mostrato in Fig. 3.15

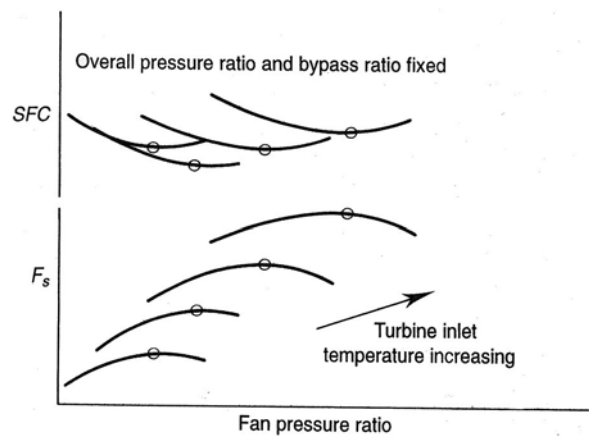
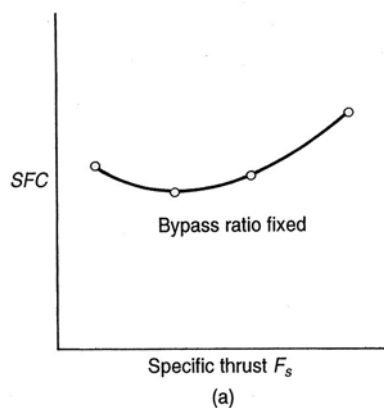


Fig3.15

Si nota che, per ogni T_{04} il β_f per il minimo TSFC e massimo I_a coincidono, essendo fissata la potenza entrante.

Con questi valori ottimi di TSFC ed I_a si può costruire il grafico di Fig. 3.16, in cui ogni punto è associato con un particolare valore di β_f e di T_{04} .



Fig, 3.16

I calcoli possono venire ripetuti, variando il BPR per ottenere una famiglia di curve a β_c costante (Fig. 3.17)

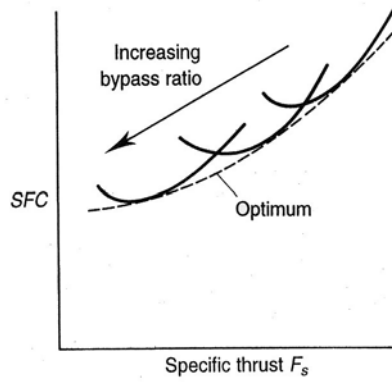


Fig. 3.17

La procedura si può ripetere facendo variare β_c in un intervallo prestabilito.

I risultati si possono qualitativamente sintetizzare nel modo seguente:

- aumentando il BPR, migliora il TSFC a spese di I_a

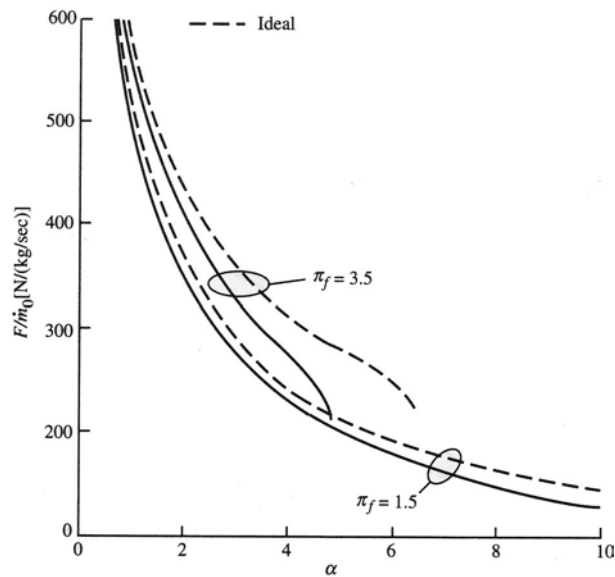


Fig. 3.18

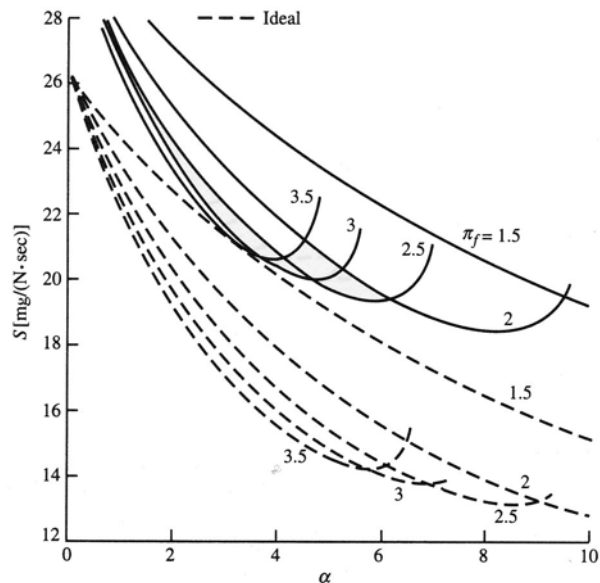


Fig. 3.19

- aumentando β_c migliorano sia I_a sia TSFC
- il β_f ottimo aumenta con T_{04} (Fig. 3.15) e diminuisce con l'aumento del BPR (Fig. 3.17)
- TSFC ottimo richiede I_a basso.

La scelta dei parametri di progetto dipende dalla particolare applicazione.

I propulsori civili generalmente usano fan ad uno stadio con rapporti di compressione tra 1.5 e 1.8.

I propulsori militari hanno solitamente fan a più stadi (2-3) con β_f fino a circa 4.

Per gli aerei da trasporto subsonico a lungo raggio, il TSFC è il parametro più importante e per questo si scelgono alti BPR (4-9), alti β_c ed alte T_{04} .

I velivoli militari supersonici devono comunque avere un buon TSFC in volo subsonico e spesso hanno BPR bassi (0.5-1) per avere una sezione frontale piccola e postcombustore per le operazioni in supersonico (e/o al decollo).

I propulsori con alto BPR hanno diametro e peso elevati e comportano alta resistenza aerodinamica (*pod drag*): tutto ciò comporta consistenti effetti di installazione che devono essere presi in considerazione dal costruttore del velivolo, lavorando congiuntamente con il costruttore del motore.

Un fattore importante attualmente è il controllo del rumore che può sostanzialmente provenire da due fonti: il getto e le turbomacchine.

Nei turbofan con alto BPR il rumore del getto diminuisce mentre il rumore del fan aumenta.

In atterraggio (*approach condition*) predomina il rumore del fan, che può essere controllato con:

- Rivestimenti della presa dinamica
- Assenza di *inlet guide vanes* al compressore
- Scelta accurata della spaziatura tra pale rotoriche e statoriche.

Turbofa a flussi miscelati

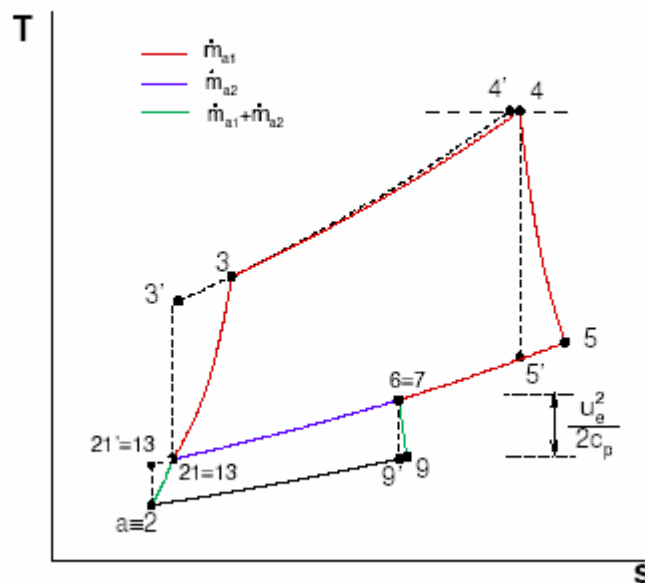


Fig. 3.20

L'analisi termodinamica si conduce analogamente al turbogetto ed al turbofan a flussi separati (ved. Propulsione Aerospaziale), almeno fino all'uscita dall'ultima turbina ed all'ingresso nella camera di miscelazione.

Per calcolare le condizioni all'uscita dal mixer, si possono presentare generalmente due condizioni:

- **Il BPR non è assegnato**

In questo caso si può procedere ipotizzando che la miscelazione avvenga a pressione circa costante, perciò:

$$p_{013} = p_{05} = p_{07}$$

$$T_{05} = T_{04} \left\{ 1 - \eta_t \left[1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}$$

BPR \Rightarrow dal bilancio all'albero turbina – compressore

$T_{07} \Rightarrow$ dal bilancio entalpico al mixer

- **Il BPR è assegnato**

Si può ipotizzare che la miscelazione avvenga in un condotto ad area costante e ricavare la pressione all'uscita del mixer, in modo molto semplificato, come segue:

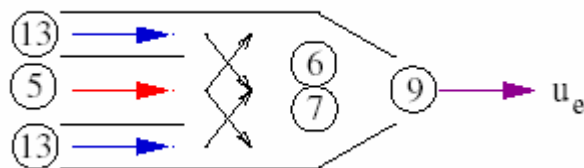


Fig. 3.21

$$A_{13} + A_5 = A_7$$

$$A_{13}/A_5 = BPR$$

Grandezze statiche \approx grandezze di ristagno

$T_{05} \Rightarrow$ dal bilancio all'albero turbina – compressore

$$T_{05i} = T_{04} - \frac{T_{04} - T_{05}}{\eta_t}$$

$$p_{05} = p_{04} \left(\frac{T_{05i}}{T_{04}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$T_{07} \Rightarrow$ dal bilancio entalpico al mixer

dal bilancio di quantità di moto al mixer:

$$(\dot{m}_{a2}u_{13} + p_{13}A_{13}) + (\dot{m}_5u_5 + p_5A_5) = (\dot{m}_7u_7 + p_7A_7)$$

con $\dot{m}u = \rho u^2 A = \frac{p}{RT} M^2 \gamma R T A = \gamma p A M^2$ e supponendo $1 + \gamma M^2 \approx \text{cost}$

si ottiene

$$p_{13}A_{13} + p_5A_5 = p_7A_7$$

da cui

$$p_7 \approx p_{07} = \frac{p_{013}BPR + p_{05}}{1 + BPR}$$

Il Turboprop

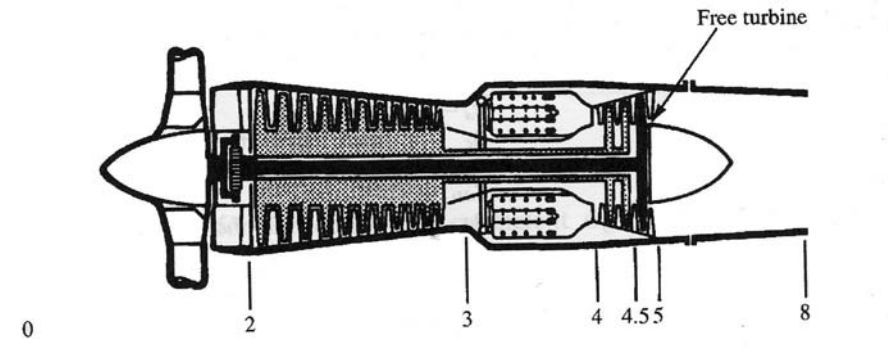


Fig. 3.22

Mentre il turbogetto ed il turbofan differiscono da un impianto di potenza essenzialmente perché il lavoro utile appare unicamente come spinta, il turboprop combina potenza all'albero e spinta del getto.

Come noto la potenza trasmessa al velivolo sotto forma di potenza propulsiva complessiva (*thrust power*) è data da:

$$P_p = P_{p,el} + P_{p,j} = P_{ax,el} \eta_{pr,el} + FV_0$$

- P_p : potenza di spinta complessiva
- $P_{p,el}$: potenza propulsiva dell'elica
- $P_{p,j}$: potenza propulsiva del getto
- $P_{ax,el}$: potenza all'asse dell'elica (*shaft power*)
- $\eta_{pr,el}$: rendimento propulsivo dell'elica
- F : spinta del getto (*jet thrust*)
- V_0 : velocità di volo

Nel turboprop il salto entalpico disponibile all'uscita del generatore di gas è in larga proporzione trattato dalla turbina collegata all'elica; quest'ultima lo trasforma in potenza di spinta attraverso il rendimento propulsivo che a sua volta può variare in modo significativo con le condizioni di volo.

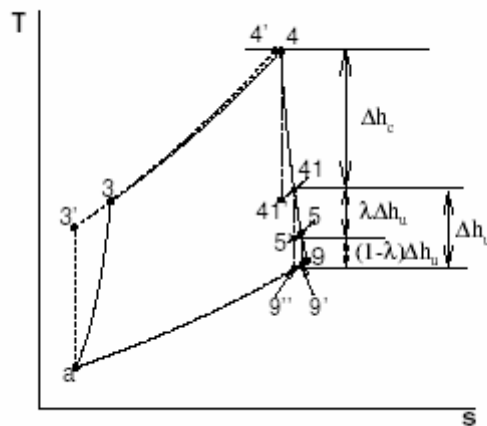


Fig. 3.23

Per rendere la potenza di spinta meno dipendente da η_{pr} e poter così confrontare meglio le potenze propulsive di più motori (ad es. un motore a pistoni con uno a turbina) si può introdurre una *potenza equivalente (o effettiva)* definita come:

$$P_{eq} = \frac{P_p}{\eta_{pr}} = P_{ax,el} + \frac{FV_0}{\eta_{pr}}$$

In questo modo η_{pr} influenza solo il termine più piccolo, anche se in ogni caso deve essere specificata la velocità di volo V_0 .

In condizioni statiche ($V_0 = 0$) ovviamente $P_{eq} = P_{ax,el}$, mentre in condizioni di decollo ($V_0 \neq 0$) si è trovato che un'elica generalmente fornisce una spinta pari a 8.5 N/kW, così che si ha:

$$\left[P_{eq} \right]_{decollo} = P_{ax,el} + \frac{F}{8.5}$$

con $P_{ax,el}$ in kW e F in Newton.

Rispetto al turbogetto, esiste il problema della ripartizione del salto propulsivo tra elica e getto.

Si può vedere (ved. Propulsione Aerospaziale) che esiste una ripartizione ottima per ogni velocità di volo e per ogni quota, che consente di determinare le condizioni di uscita dalla turbina di potenza (punto 5 del ciclo).

Una prima ipotesi di lavoro è comunque quella di scegliere la pressione di uscita dalla turbina uguale alla pressione di ingresso al compressore:

$$p_{05} = p_{02}$$

Considerando uno stesso salto entalpico propulsivo ideale a disposizione di un turboprop e di un turbogetto o turbofan, si ha che nel primo esso viene moltiplicato per le efficienze della turbina di potenza, del riduttore e dell'elica, mentre nei secondi solo per l'efficienza dell'ugello: ne consegue che il rendimento termodinamico del turboprop è inferiore a quello degli altri due motori.

Dal punto di vista del rendimento propulsivo viceversa, fino a Mach circa uguali a 0.6 il turboelica è migliore dei turbogetti.

In classe business e regional e per potenze fino a circa 2000kW è ancora molto usato. Sul lungo raggio è stato sostituito dal turbofan, essenzialmente per la limitazione sul numero di Mach di volo, ad eccezione per azioni di pattugliamento in cui è prevalente l'autonomia sulla velocità.

Attorno agli anni '80 si sono studiate e realizzate eliche non convenzionali che garantivano rendimenti propulsivi attorno a 0.8 a $M_0=0.8$ (*Propfan*, ved. Fig. 3.24 e 3.25)

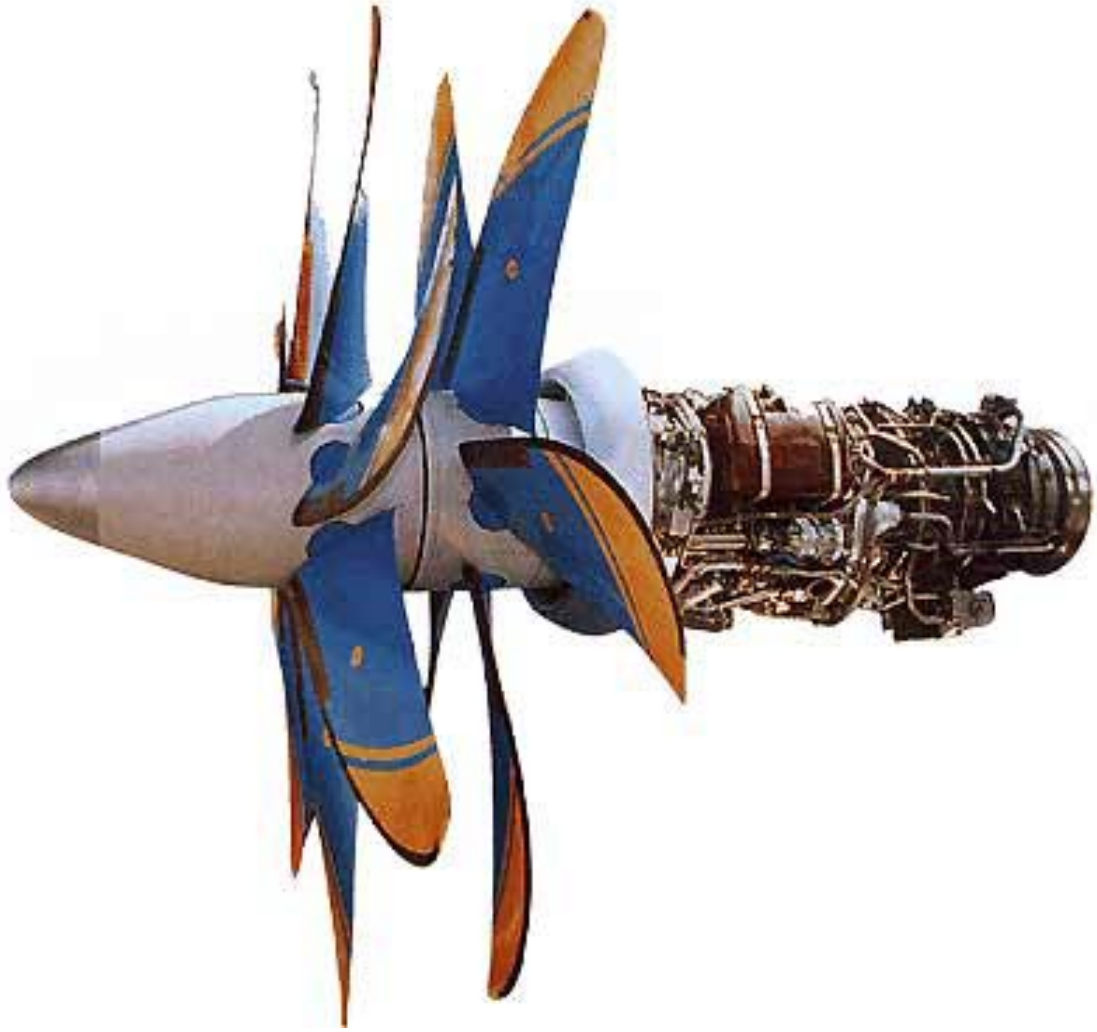


Fig 3.24



Fig. 3.25

Sono però sorti problemi per le potenze necessarie, che hanno raggiunto livelli attorno agli 8000kW, con notevoli difficoltà per la realizzazione di idonei riduttori.

Inoltre si è manifestato il problema del rumore in cabina, che forse potrebbe essere attenuato solo con eliche spingenti montate dietro la cabina passeggeri.

Un'ulteriore alternativa è stato l'UDF (*Unducted Fan*) (ved. Fig. 3.26), sviluppato da GE nel 1980, che consiste in due fan controrotanti, a passo variabile, direttamente accoppiati a turbine controrotanti e senza la necessità di un riduttore. Questa configurazione assomigliava agli *aft-fan* del passato.



Fig. 3.26

Anche in questo caso però, lo sviluppo è stato contrastato da problemi di rumore in cabina ed anche da dubbi sulla possibilità di rinunciare al riduttore, nonostante ottimi risultati sul consumo specifico.

Il Turboshaft

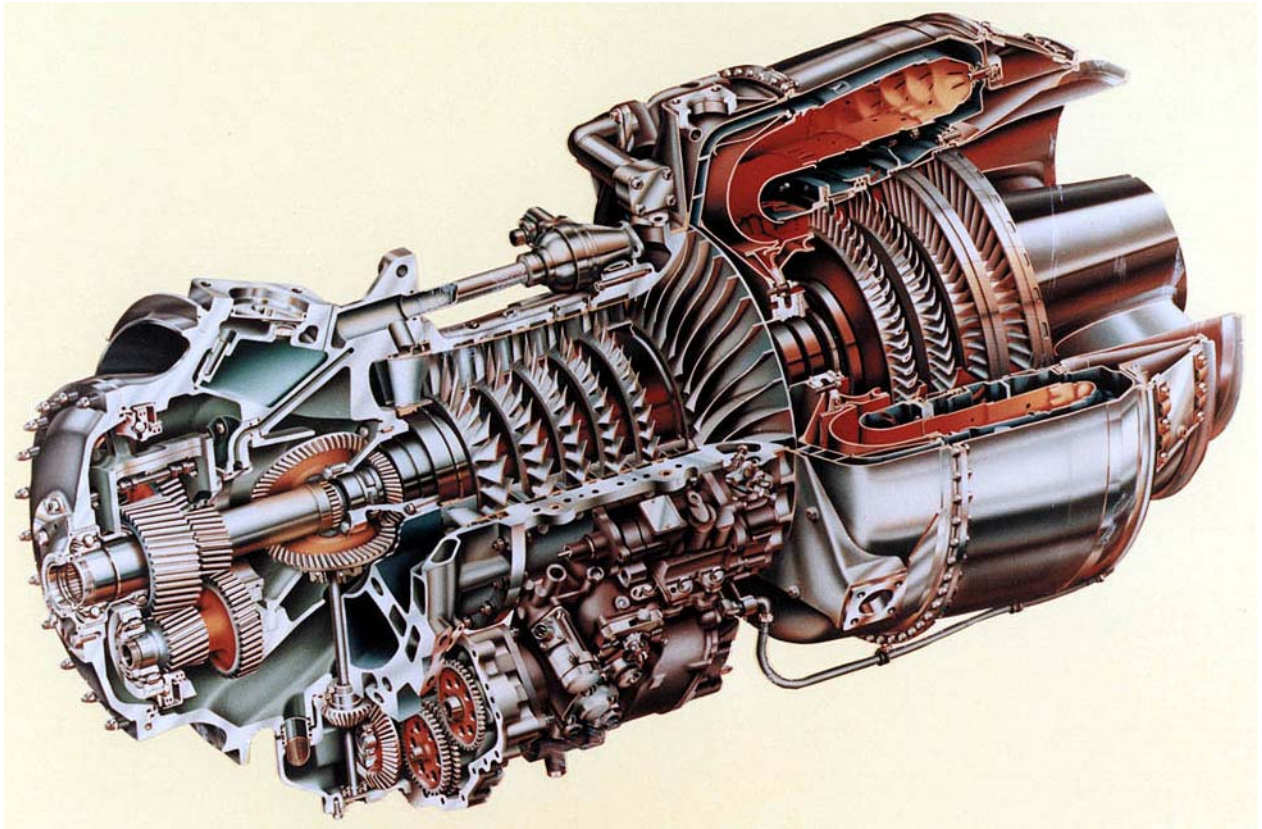


Fig. 3.27

Analogo al turboprop, con la differenza che tutto il salto entalpico all'uscita del generatore di gas è convertito in potenza all'albero, per applicazioni ad es. su elicotteri, in configurazione di turbina libera.

E' diversa anche la quota operativa di questo motore (fino a 6000-8000 m per il turboprop, molto meno per gli elicotteri) e la velocità di volo (circa 160 knots = 80 m/s per l'elicottero), mentre le potenze necessarie generalmente sono comprese tra 400 e 2000 kW.

Recentemente i turboshaft sono stati applicati al "convertiplano" (*tilt-rotor aircraft*) che abbina il decollo e l'atterraggio verticali dell'elicottero con la velocità di volo orizzontale del turboelica (circa 300 knots).

Uno dei maggiori problemi riscontrati nella realizzazione del tilt-rotor è stata la complessità della trasmissione meccanica, perché occorre garantire che i due rotori possano venire azionati anche da un solo motore.



Fig. 3.28



Fig. 3.29



Fig. 3.30



Fig. 3.31

Auxiliary Power Unit (APU)

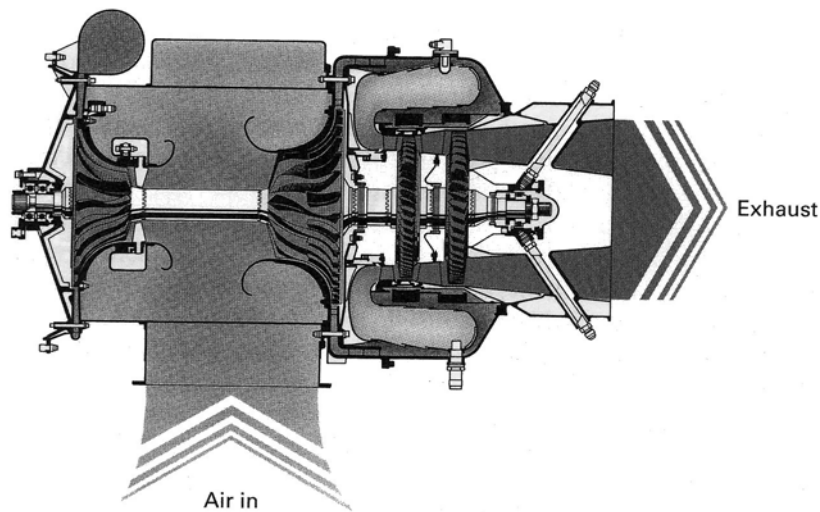


Fig. 3.32

E' indispensabile per sopperire alle richieste di bordo di tipo elettrico, idraulico e di aria compressa e condizionamento, quando il propulsore principale non è in funzione.

L'APU è un piccolo generatore di gas appositamente progettato per soddisfare le richieste energetiche di bordo, ovviamente a terra prima del decollo o dopo l'atterraggio.

Per i velivoli qualificati ETOPS (**E**xtended-range **T**wo engine **O**peration**S**) un requisito fondamentale è la capacità di accendersi in volo, anche dopo ore di permanenza ad alta quota in condizioni climatiche sfavorevoli.

Questo per fronteggiare le eventuali richieste di energia elettrica ed idraulica nel caso di spegnimento di un motore (*in-flight shutdown*) e per garantire una riserva di potenza per ragioni di sicurezza.

Attualmente ne sono dotati la maggior parte dei turboprop e dei regional jet, che spesso atterrano e decollano da piccoli aeroporti, che potrebbero essere sprovvisti di adeguati impianti a terra.

I velivoli militari montano l'APU per rendersi autosufficienti e poter operare da una grande tipologia di basi.

La modulazione di una “bleed valve” lungo il circuito consente di bilanciare le necessità di aria compressa o di potenza elettrica.

Il rendimento termodinamico non è un fattore di primaria importanza, mentre lo sono le dimensioni, il peso, la rumorosità, l’affidabilità, la facilità di manutenzione ed il costo.

Nei velivoli civili viene generalmente installato in coda per ragioni di ingombro e di sicurezza.



Fig. 3.33

Aumento di spinta (*thrust augmentation*)

La spinta di un motore può essere aumentata in vari modi (ved. Propulsione Aerospaziale): ad es. aumentando la temperatura di ammissione in turbina (aumenta la spinta specifica e quindi la spinta a parità di portata), oppure aumentando la portata del fluido evolvente.

Entrambi questi metodi comportano una riprogettazione del motore e potrebbero essere usati per potenziare un motore esistente.

Quando vi è la necessità di un aumento temporaneo della spinta, come ad es. al decollo, oppure per accelerare da velocità subsonica a supersonica o durante un combattimento, allora si parla di *thrust augmentation*.

Come noto, i due metodi più frequentemente usati tra i numerosi possibili, sono:

- Iniezione di liquidi
- Postcombustione (*afterburning or reheat*)

L'iniezione di liquidi è usata soprattutto in fase di decollo perché, essendo richieste considerevoli quantità di liquido, l'aumento di peso è trascurabile se il liquido viene consumato durante il decollo o la salita.

Il liquido può essere iniettato all'ingresso del compressore e l'evaporazione delle gocce di liquido provoca un raffreddamento dell'aria che fa diminuire il lavoro di compressione, aumentare il numero di giri ed aumentare il rapporto di compressione e la portata. Il comportamento del compressore in queste condizioni va controllato sperimentalmente.

Se viene iniettata una miscela di acqua e metanolo, oltre ad abbassare il punto di congelamento dell'acqua si ha un contributo positivo quando l'alcool arriva in camera di combustione.

L'iniezione di liquido direttamente in camera di combustione fa aumentare la massa trattata ed ha come conseguenza un aumento del rapporto di compressione del compressore (che può avvicinarsi allo stallo) e quindi della spinta.

Se il liquido aggiunto nel combustore non è un combustibile (ad es. acqua), è necessario aumentare la portata di combustibile per portare all'evaporazione il liquido.

Attualmente comunque l'iniezione di liquidi è usata raramente.

La tecnica più usata è la postcombustione, cioè l'aggiunta di ulteriore combustibile nel condotto a valle della turbina (*jet pipe*), prima dell'ugello.

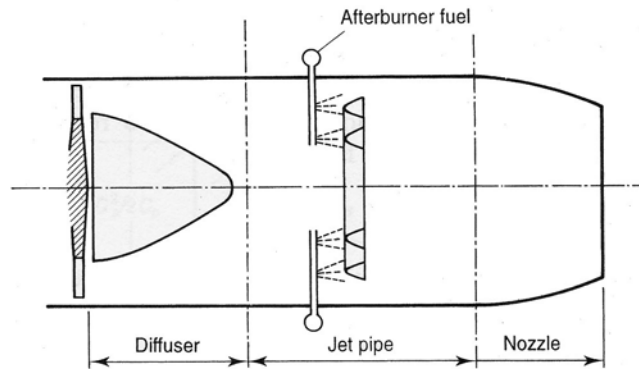


Fig. 3.34

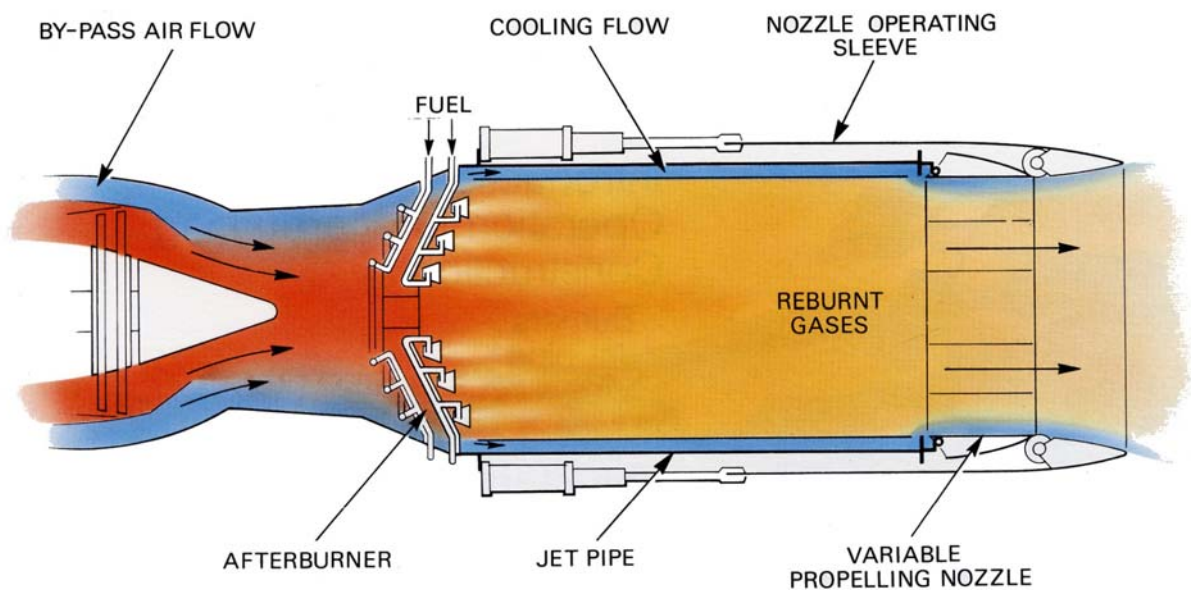


Fig. 3.35

In assenza di turbina, la temperatura può aumentare di molto, anche fino a valori nell'intorno dei 2000 K.

In questo modo aumenta la velocità di efflusso e quindi la spinta, a scapito però di un consistente aumento del consumo di combustibile.

Si può facilmente vedere che, in condizioni statiche, l'aumento di velocità di efflusso e quindi di spinta (con ugello adattato), è dato da:

$$\frac{u_{e,pc}}{u_e} = \sqrt{\frac{T_{07}}{T_{06}}}$$

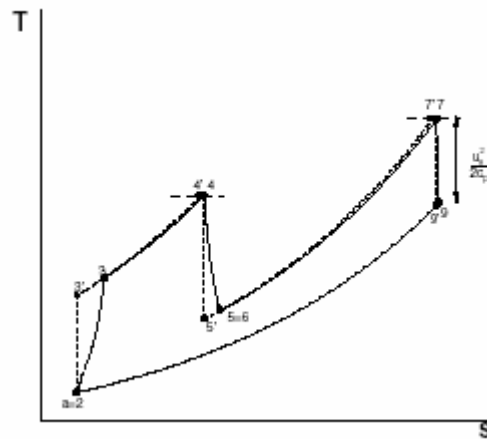


Fig. 3.36

Corrispondentemente, una stima approssimata dell'aumento di combustibile necessario, sarà data dal rapporto tra gli aumenti di temperatura con e senza postcombustore:

$$\frac{(T_{04} - T_{03}) + (T_{0706} - T)}{T_{04} - T_{03}}$$

In volo, l'aumento di spinta, con ugello adattato, è dato da:

$$\frac{F_{pc}}{F} = \frac{\sqrt{\frac{T_{07}}{T_{06}} - v}}{1 - v} \quad \text{con} \quad v = \frac{V_0}{u_e}$$

da cui si nota che l'incremento di spinta aumenta con la velocità di volo.

A causa della grande variazione di densità del flusso di gas dopo il postbruciatore, è necessario disporre di un ugello a geometria variabile.

Il postcombustore viene progettato in modo che il motore continui ad operare alla stessa velocità quando entra in funzione e quindi l'ugello deve consentire il passaggio della stessa portata in peso, ad una densità minore.

Questo può avvenire solo se la sezione di scarico dell'ugello viene aumentata.

Si noti che, se l'ugello è in choking, aumenta anche la spinta di pressione (aumenta A_e).

Dal punto di vista delle perdite di pressione, esse sono dovute sia all'attrito e sia alla somministrazione di calore.

Nei postcombustori queste ultime sono predominanti (flussi di Rayleigh) e sono funzione sia dell'incremento di temperatura (T_{07}/T_{06}) sia del numero di Mach della corrente in ingresso: se è troppo alto si può giungere alla saturazione termica (*thermal choking*).

Se ad es. si vuole aumentare la temperatura di ingresso all'ugello di un fattore 2 con un numero di Mach tipico di uscita da una turbina pari a 0.5, se si vuole evitare il choking termico e contenere le perdite di pressione, è necessario ridurre il Mach a valori di 0.25 – 0.3 mediante un diffusore tra turbina e postbruciatore, prima di iniettare il combustibile.

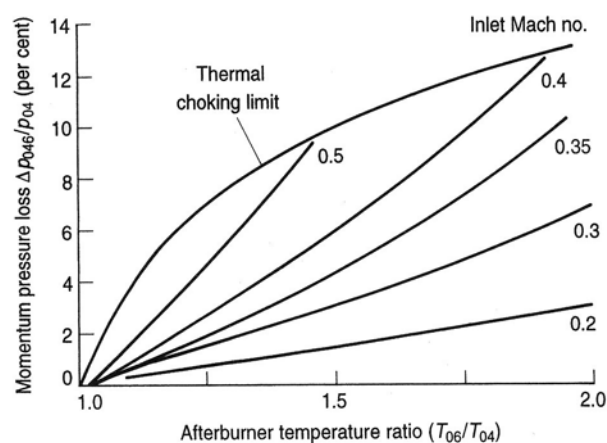


Fig. 3.37